

Device and method for injecting a liquid fuel into an air flow for a combustion chamber

Patent number: FR2824625
Publication date: 2002-11-15
Inventor: TIDJANI NIASS; MARTIN GERARD; LEBAS ETIENNE; GRIENCHE GUY; SCHOTT GERARD; VERDIER HUBERT
Applicant: INST FRANCAIS DU PETROL (FR)

Also published as:

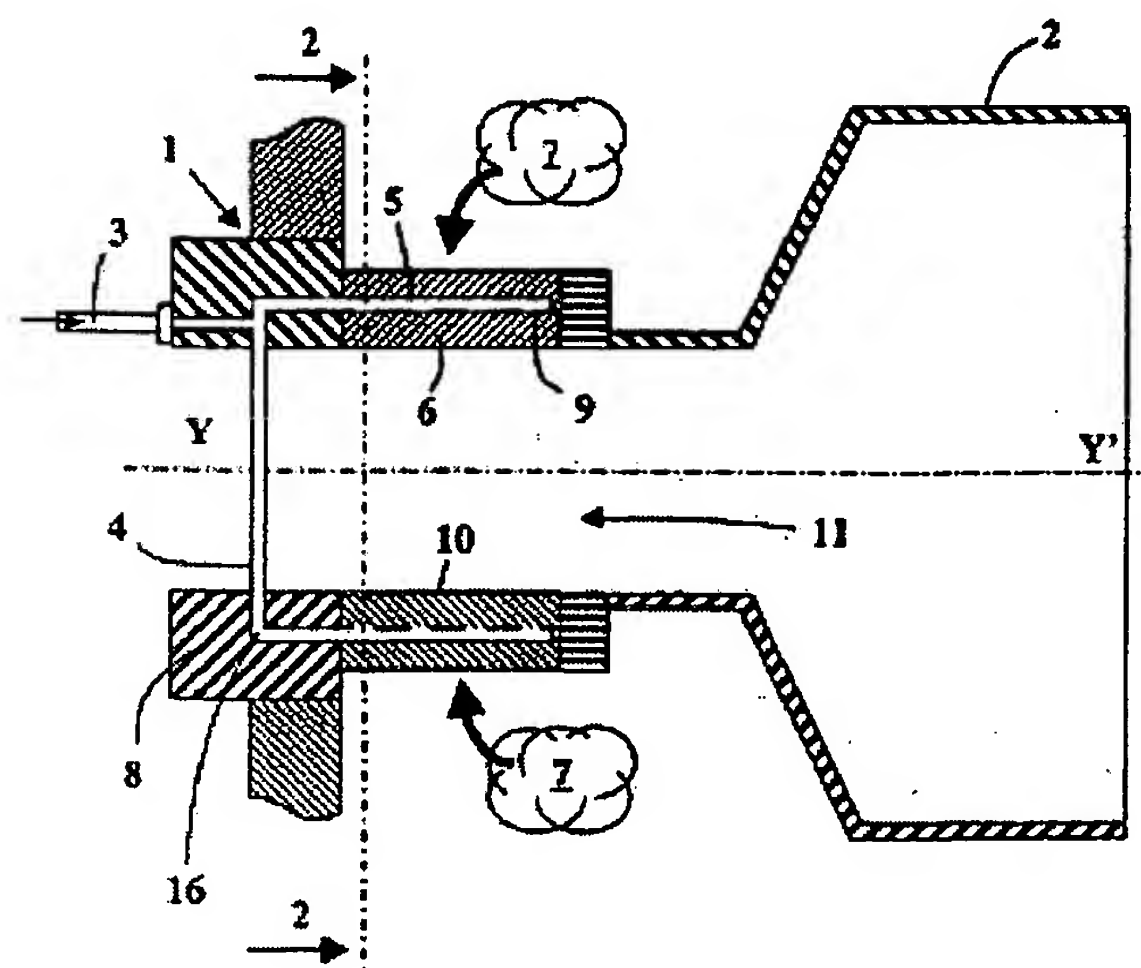
WO02090831 (A1)
 WO02090831 (A1)
 EP1387986 (A1)
 EP1387986 (A1)
 US2004142294 (A)

Classification:
 - international: F23R3/28; F23R3/32
 - european: F23C7/00A; F23D17/00B; F23R3/28D
Application number: FR20010006218 20010510
Priority number(s): FR20010006218 20010510

[Report a data error here](#)

Abstract of FR2824625

The invention relates to a device for injecting a liquid fuel in a pressurised air flow (7), in particular for a combustion chamber. The inventive device comprises: a hollow cylindrical body (10) with a longitudinal axis (YY') which defines a more or less cylindrical central space (11); air veins (12) which are more or less radial in relation to the longitudinal axis of the body (10) and which are disposed on the periphery of the body to allow the passage of said flow; and axial fuel injection pipes (5) which are disposed inside said air veins and which are connected



to at least one fuel inlet (3) by means of at least one supply point (16). According to the invention, the pipes (5) are pierced with openings (9) that open into the central space (11) of said body (10) and which are oriented more or less in the direction of the flow in the air veins (12).

Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①① N° de publication :

2 824 625

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national :

01 06218

⑤① Int Cl⁷ : F 23 R 3/28, F 23 R 3/32

①②

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 10.05.01.

③① Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 15.11.02 Bulletin 02/46.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥① Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦① Demandeur(s) : INSTITUT FRANCAIS DU PETROLE
— FR et TURBOMECA — FR.

⑦② Inventeur(s) : TIDJANI NIASS, MARTIN GERARD,
LEBAS ETIENNE, GRIENCHE GUY, SCHOTT
GERARD et VERDIER HUBERT.

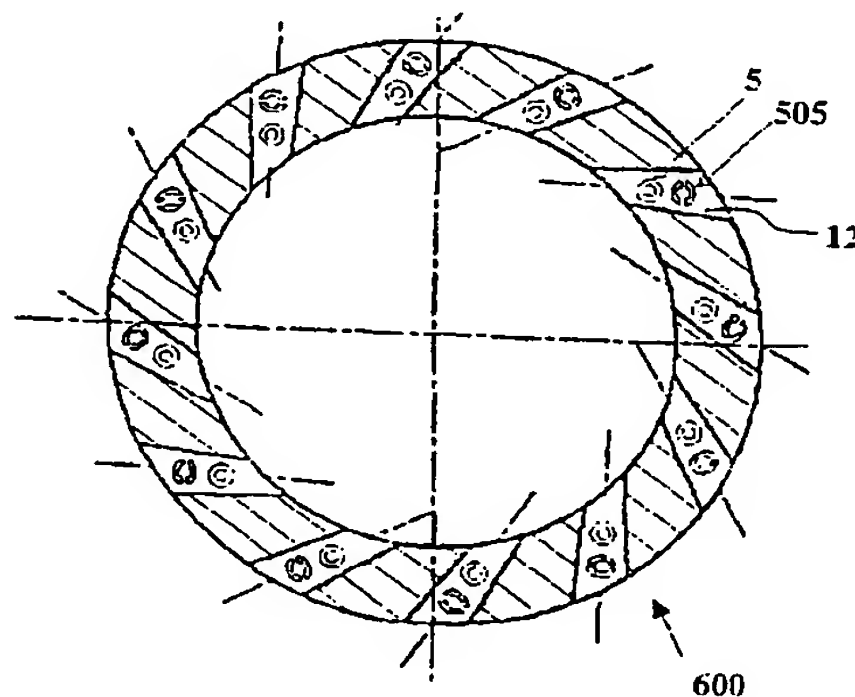
⑦③ Titulaire(s) :

⑦④ Mandataire(s) :

⑤④ DISPOSITIF ET PROCEDE D'INJECTION D'UN COMBUSTIBLE LIQUIDE DANS UN FLUX D'AIR POUR UNE
CHAMBRE DE COMBUSTION.

⑤⑦ - La présente invention concerne un dispositif d'injection d'un combustible liquide dans un flux d'air sous pression (7), notamment pour une chambre de combustion, comportant un corps cylindrique creux (10) d'axe longitudinal (YY') délimitant un volume central (11) de forme sensiblement cylindrique, des veines fluides (12) sensiblement radiales par rapport à l'axe longitudinal du corps (10) et disposées à la périphérie dudit corps pour le passage dudit flux, et des tubes axiaux (5) d'injection du combustible, disposés à l'intérieur desdites veines fluides et reliés à au moins une arrivée de combustible (3) par au moins un point d'alimentation (16).

- Selon l'invention, les tubes (5) sont percés d'orifices (9) ouverts sur le volume central (11) dudit corps (10) et orientés sensiblement dans le sens de l'écoulement du flux dans les veines fluides (12).



FR 2 824 625 - A1



La présente invention se rapporte à un dispositif et à un procédé d'injection d'un combustible liquide dans un flux d'air permettant de réaliser un mélange combustible/air homogène dans une chambre de combustion.

- 5 L'invention trouve une utilisation en particulier dans le domaine des turbines à gaz terrestres, en favorisant, lors du fonctionnement de ladite turbine, l'obtention d'un fort rendement énergétique associé à une faible production de polluants.
- 10 Dans les chambres de combustion classiques pour turbine à gaz, la préoccupation principale est, en priorité, l'obtention d'une combustion stable sur une large gamme de conditions opératoires.
- Pour atteindre de la manière la plus efficace cet objectif, on réalise classiquement, dans un premier temps, une combustion au voisinage de la
- 15 stœchiométrie avec une partie de l'air issu du compresseur et on dilue progressivement, dans un deuxième temps, les fumées obtenues avec une autre partie de l'air issu de ce compresseur pour abaisser leur température jusqu'au niveau thermique admissible par la turbine de détente.
- Cette approche présente cependant l'inconvénient de générer des quantités
- 20 importantes d'oxydes d'azote (encore appelés NO_x thermiques), à cause des températures très élevées atteintes dans la zone de combustion (températures de flamme comprises typiquement entre 2000 et 2400 °C).

Pour répondre aux nouvelles réglementations environnementales, les

25 constructeurs de turbines à gaz cherchent maintenant à mettre au point des unités capables d'opérer à pleine capacité, c'est à dire sous de fortes charges sans produire de fortes quantités de polluants de l'air.

Les polluants généralement produits par les turbines à gaz lors de la

30 combustion d'hydrocarbures sont, comme il a été mentionné précédemment,

les oxydes d'azote mais aussi le monoxyde de carbone et les hydrocarbures imbrûlés. Il est d'autre part bien connu que l'oxydation de l'azote moléculaire en NO_x thermiques au sein des chambres de combustion des turbines dépend fortement de la température maximale des gaz chauds dans la zone réactive.

La formation d'oxydes d'azote peut être ainsi représentée par une fonction exponentielle croissante de la température. Il découle donc de ce qui précède qu'il est possible de limiter la formation des oxydes d'azote en évitant les pointes de température des gaz au sein de la chambre de combustion.

Plusieurs méthodes ont été proposées dans ce but :

Suivant un premier mode opératoire, il a été proposé d'injecter de l'eau ou de la vapeur d'eau dans la chambre de combustion pour réduire les pics de température, ce qui a un effet bénéfique pour limiter la formation d'oxyde d'azote d'origine thermique.

Cette solution est cependant lourde à mettre en œuvre en regard des résultats obtenus car elle requiert un traitement sophistiqué de l'eau pour en éliminer toutes les impuretés ainsi qu'un générateur de vapeur dans le cas d'une injection de vapeur, et ne peut s'envisager raisonnablement que pour de très grosses machines. De plus, l'abaissement de la température provoque un ralentissement important de la réaction d'oxydation des hydrocarbures conduisant quelquefois à l'augmentation conjointe du niveau d'émission du monoxyde de carbone et des hydrocarbures imbrûlés.

Une autre solution consiste à pratiquer une combustion étagée, avec une étape riche et une étape pauvre, le passage de l'une à l'autre se déroulant très rapidement. Là également, on réduit les pics de température, générateurs d'oxydes d'azote NO_x , et on bénéficie par ailleurs de la zone

riche pour limiter leur formation, mais cette solution conduit à une production significative d'hydrocarbures imbrûlés.

Une troisième solution pour contrôler conjointement la température et
5 l'émission des polluants consiste, préalablement à la combustion, à mélanger l'air et le combustible sous la forme d'un mélange pauvre, pour obtenir une richesse combustible/air comprise entre 0,3 et 1, de manière préférée entre 0,5 et 0,8.

La masse d'air présente en excès dans la zone de réaction absorbe ainsi
10 une partie de la chaleur générée par la réaction d'oxydation du combustible et réduit la température à laquelle sont soumis les produits de la réaction. De plus, les besoins en air de refroidissement pour ajuster la température à l'entrée de la turbine de détente sont nettement moindres. Ce procédé permet ainsi de façon efficace de limiter la production des oxydes d'azote
15 sans augmenter sensiblement le niveau d'émission des autres polluants (hydrocarbures, monoxyde de carbone etc.).

Le principal problème posé par un fonctionnement en mélange pauvre est que le pré-mélange doit être suffisamment homogène et uniforme pour
20 réaliser les bas niveaux d'émissions de polluants recherchés.

Ainsi, il est possible, pour une répartition non uniforme du combustible dans l'air dans la zone de combustion, que la présence d'un excès de combustible dans certaines régions entraîne l'existence de points chauds avec pour corollaire la formation incontrôlée d'oxydes d'azote. De même, dans d'autres
25 régions de très faible richesse, le refroidissement local est d'empêcher la combustion et de conduire en final à des imbrûlés gazeux et solides.

En outre, si le mélange d'un combustible gazeux avec de l'air s'effectue grâce aux effets de la diffusion moléculaire et surtout du rapport d'énergie cinétique entre le combustible et l'air ainsi que de la répartition spatiale des
30 points d'injection, le mélange d'un combustible liquide avec de l'air nécessite

en plus une pulvérisation préalable qui conditionne la qualité du mélange et donc de la combustion.

En effet, la combustion se faisant toujours en phase gazeuse, il est nécessaire de transformer le combustible en un nuage de gouttelettes dont le
5 diamètre doit être le plus faible possible, l'évaporation dudit combustible étant d'autant plus rapide que le diamètre des gouttelettes liquides est petit. Cette évaporation du combustible est souvent réalisée en deux étapes par des systèmes munis, d'une part, d'une chambre de vaporisation et, d'autre part, d'injecteurs de combustible liquide. La qualité de la vaporisation est en
10 général tributaire de la géométrie de la chambre de vaporisation.

Le brevet US 6,094,916 propose par exemple un dispositif dans lequel le mélange air/combustible est effectué sous pression grâce à la présence d'un dispositif fixe à aubes radiales générant un mouvement de rotation de
15 l'écoulement des fluides. Entre chaque aube du dispositif est disposé axialement un tube d'injection de combustible. L'injection du combustible est effectuée grâce à des orifices pratiqués dans les tubes avec un angle d'ouverture de 60° par rapport à une direction radiale dudit dispositif.

20 Une telle disposition ne peut pas convenir à une injection sous forme liquide du combustible, car elle aurait dans ce cas pour effet d'envoyer ledit combustible directement sur les aubes du dispositif avec pour conséquence inévitable la formation de coke sur les parois de celui-ci entraînant d'importantes nuisances sur les performances, la durée de vie des matériaux
25 du dispositif et les niveaux d'émission de polluants de la turbine. De plus, il a été trouvé par le demandeur qu'une telle injection ne permettait pas une pulvérisation optimale et un mélange homogène avec l'air dans le cas de l'injection d'un combustible liquide.

Ainsi, la présente invention a pour objet un dispositif permettant d'obtenir un mélange pauvre homogène de combustible et d'air avant la combustion.

5 Selon la présente invention il est possible d'obtenir une flamme stable sur toute la plage de conditions opératoires d'une turbine à gaz fonctionnant en mélange pauvre.

A cet effet, un dispositif d'injection d'un combustible liquide dans un flux d'air sous pression, notamment pour une chambre de combustion, comportant un
10 corps cylindrique creux d'axe longitudinal délimitant un volume central de forme sensiblement cylindrique, des veines sensiblement radiales par rapport à l'axe longitudinal du corps et disposées à la périphérie dudit corps pour le passage dudit flux, et des tubes axiaux d'injection du combustible, disposés à l'intérieur desdites veines et reliés à au moins une arrivée de combustible
15 par au moins un point d'alimentation, est caractérisé en ce que lesdits tubes sont percés d'orifices ouverts sur le volume central dudit corps et orientés sensiblement dans le sens de l'écoulement du flux dans les veines fluides.

20 Selon une autre caractéristique, l'axe médian des veines peut former un angle compris entre 20° et 60° avec le rayon du corps cylindrique.

Avantageusement, les veines fluides peuvent présenter une forme tridimensionnelle calculée pour minimiser les pertes de charge occasionnées lors de la traversée des veines fluides par le flux d'air sous pression.

25

Les orifices peuvent être répartis linéairement dans la direction axiale des tubes d'injection de combustible.

Les tubes d'injection de combustible peuvent présenter une section interne variable en fonction de la distance au point d'alimentation en combustible dudit tube.

- 5 En variante, le dispositif peut comprendre en outre des tubes axiaux d'injection d'un combustible gazeux, lesdits tubes étant percés d'orifices ouverts sur ledit volume cylindrique central et orientés sensiblement perpendiculairement à la direction de l'écoulement du flux dans les veines fluides.

10

Les tubes d'injection de combustible gazeux peuvent être placés, par rapport au sens de déplacement du flux d'air sous pression dans les veines fluides, en amont des tubes d'injection de combustible liquide.

- 15 Selon l'invention, un procédé d'injection d'un combustible liquide dans un flux d'air sous pression est caractérisé en ce qu'on réalise les étapes suivantes :

- on amène de l'air sous pression dans un volume en amont d'au moins une zone de combustion,
 - on génère un mouvement tourbillonnant de l'air dans ledit volume
- 20 en faisant passer le flux d'air sous pression à travers une pluralité de passages disposés à la périphérie dudit volume,
- on injecte dans lesdits passages le combustible liquide sensiblement dans le sens d'écoulement du flux d'air sous pression.

25

De manière avantageuse, on peut injecter de l'air dans ledit volume de telle façon que sa vitesse varie d'environ 10 m/s à environ 200 m/s.

On peut injecter, de manière substitutive, dans lesdits passages un combustible gazeux sensiblement perpendiculairement au sens d'écoulement du flux d'air sous pression.

- 5 On peut injecter de l'eau sous forme liquide ou sous forme vapeur en substitution du combustible.

D'autres caractéristiques et avantages du dispositif et/ou du procédé selon l'invention apparaîtront mieux à la lecture de la description ci-après des
10 exemples non limitatifs de réalisation qui suivent, en se référant aux figures 1 à 6 sur lesquelles :

- La figure 1 présente une vue en coupe partielle d'un dispositif d'injection selon l'invention ;
- La figure 2 est une vue en coupe transversale selon la ligne 2-2 de la figure
15 1 ;
- La figure 3A est une vue locale à plus grande échelle montrant un détail du dispositif selon l'invention ;
- La figure 3B est une vue en coupe selon la ligne 3-3 de la figure 3A ;
- La figure 4 montre une vue en coupe longitudinale d'un mode possible de
20 réalisation des tubes d'injection du combustible liquide
- Les figures 5A et 5B schématisent, selon deux vues identiques à celles des figures 3A et 3B, une variante de réalisation de l'invention ;
- La figure 6 illustre un autre mode de réalisation de l'invention.

25

Les termes « amont » et « aval » doivent être associés à la lecture de la présente description au sens de circulation de l'air dans le présent dispositif.

La figure 1 présente une coupe transversale d'un dispositif d'injection de combustible et d'introduction d'air 1 et débouchant sur une chambre de combustion 2 d'un étage pilote ou d'un étage principal d'une turbine à gaz,
5 par exemple.

Ce dispositif 1, d'axe longitudinal YY', comprend un tube d'arrivée de combustible liquide 3 amenant ledit combustible vers une conduite ou rampe de distribution 4 de forme sensiblement annulaire. Une multitude de canaux
10 ou tubes 5, en communication avec la conduite 4 par l'intermédiaire des points d'injection 16, s'étendent sensiblement axialement dans l'espace compris entre deux aubes 6 d'un corps creux 10 de forme sensiblement cylindrique, cette espace formant une veine 12 pour le passage des fluides, comme cela est mieux visible sur la figure 2.

15 Le corps creux 10 délimite une zone centrale 11 dont la coupe transversale est illustrée par la figure 2. Un mouvement tourbillonnant de l'air provoqué par son passage entre les aubes 6 permet une meilleure stabilisation de la combustion en favorisant la recirculation des gaz de combustion dans l'espace 11 et dans la chambre de combustion 2.

20 Les tubes 5 présentent sur toute leur longueur des orifices 9 ouverts sensiblement dans le sens d'écoulement de l'air dans les veines 12 et permettant l'injection du combustible liquide de manière sensiblement radiale entre lesdites aubes ainsi que le mélange de ce combustible avec l'air 7 qui arrive, par exemple, sous pression du compresseur de la turbine (non
25 représenté).

Le corps creux 10 est rendu solidaire avec une partie fixe 8 du dispositif par une technique connue.

La figure 2 schématise une coupe transversale du corps cylindrique 10
30 représenté sur la figure 1.

L'air sous pression traverse le corps cylindrique creux 10 par les veines fluides 12 délimitées par les aubes 6. L'axe médian XX' des veines 12 forme un angle θ avec le rayon R entre le centre du corps 10 et le centre du tube 5. L'angle θ sera choisi par l'homme du métier de telle façon que le mouvement de tourbillon dans la zone centrale 11 optimise la recirculation des gaz de combustion. L'angle θ sera ainsi compris en général entre 20 et 60°.

Un tube 5 d'injection du combustible liquide est placé dans chaque veine 12. Dans la représentation illustrée par la figure 2 on compte ainsi, régulièrement répartis le long de la circonférence du corps 10, douze veines fluides 12 pour le passage de l'air sous pression 7 délimitées par douze aubes 6 entre lesquelles viennent s'insérer douze tubes 5 d'injection du combustible.

Bien entendu, le mode de réalisation ainsi présenté est illustratif et le nombre d'aubes, leur forme et celle des veines fluides permettant le passage de l'air seront optimisés en fonction des caractéristiques techniques de l'ensemble du dispositif par l'homme de l'art selon toute technique connue.

Les figures 3A et 3B montrent respectivement une coupe transversale et longitudinale d'une veine fluide 12 et du tube 5 présent au sein de celle-ci.

L'air sous pression 7 traverse les veines fluides 12 suivant les flèches 17 et est mélangé au sein de celles-ci avec le combustible arrivant d'un point d'injection 16 et sortant des orifices 9 dans une direction illustrée par les flèches 18. Les flèches 17 et 18 sont colinéaires sur les figures 3A et 3B, c'est à dire que lesdits tubes 5 sont percés d'orifices ouverts sur le volume central du corps cylindrique creux sensiblement dans le sens de l'écoulement de l'air dans les veines fluides.

Cette configuration présente l'avantage dans le cadre d'une injection liquide de limiter la formation de coke sur les parois 19 des aubes et d'améliorer dans les veines fluides 12, d'une part, le mélange entre l'air et le combustible et, d'autre part, la pulvérisation dudit combustible en aval des tubes 5 suivant les principes précédemment décrits.

Ainsi, il a été trouvé par le demandeur que la zone de turbulence dans le sillage du tube 5 générée par l'écoulement de l'air 7 à grande vitesse favorise fortement la pulvérisation du combustible liquide et contribue à améliorer l'homogénéité du mélange air/combustible dans ladite zone. Les travaux effectués dans le cadre de la présente invention ont par ailleurs montré que la vitesse d'écoulement de l'air devait être de l'ordre de quelques dizaines de m/s, préférentiellement de l'ordre d'environ 100 m/s alors que la vitesse du combustible devait être la plus faible possible (de l'ordre de 0,1 m/s à 10 m/s et de préférence entre environ 0,5 m/s et 2 m/s) pour favoriser ladite pulvérisation et ledit mélange.

Comme montré sur ces figures, la section droite des veines fluides, illustrée par les flèches 14 et 15, présente un rétrécissement sensible d'amont en aval de façon à augmenter la vitesse de l'air dans celle-ci et donc la turbulence de l'écoulement.

Cette disposition permet avantageusement d'améliorer encore le mélange air/combustible et la pulvérisation du combustible dans les veines fluides 12. Cependant, la section droite des veines 12 peut être rectangulaire ou d'une autre forme connue de l'Homme de l'Art de façon à optimiser la perte de charge occasionnée par la traversée du dispositif. De plus, elle peut être munie d'un système d'obturation permettant d'ajuster le débit d'air de l'étage de combustion en fonction de la charge de la turbine, ce qui facilite les fonctionnements en marches réduites.

Ainsi, en sortie des veines fluides, on obtient selon le dispositif illustré par les figures 1, 2 et 3A, 3B un mélange pauvre air/combustible très homogène engendrant une combustion stable quel que soit le régime considéré.

En outre, le mouvement tourbillonnant des fluides dans l'espace central 11 généré par la traversée des veines 12 du corps 10 permet en plus une recirculation des produits de combustion chauds également favorable à une

stabilisation de ladite combustion quel que soit le régime de marche de la chambre de combustion.

La figure 4 illustre un mode possible de réalisation d'un tube 5 d'injection de
5 combustible liquide selon l'invention.

Ce tube présente une section évolutive 401 qui est fonction de la distance au point d'injection 16 du combustible dans ledit tube.

Le tube comprend ainsi deux parties distinctes : une partie évidée 403 assurant le passage du combustible jusqu'aux orifices d'injection 9 et une
10 partie pleine 404 réalisée selon toute technique connue de l'homme de l'art de telle façon qu'elle limite progressivement la section de passage du combustible dans ledit tube à partir du voisinage de son point d'injection 16 jusqu'à son extrémité libre. Cette disposition permet de maintenir de façon simple et économique un débit sensiblement identique de combustible pour
15 chacun des orifices 9.

Les études menées par le demandeur montrent que, pour un tel tube, le diamètre moyen des gouttelettes à la sortie des veines fluides est sensiblement indépendant du rapport de débit massique air/combustible et
20 que ledit diamètre moyen est sensiblement constant sur toute la section de sortie des veines fluides. Cette propriété permet de conserver les mêmes performances de pulvérisation pour différents régimes de marche de la chambre de combustion.

25 Un mode particulier de réalisation de l'invention est illustré par les figures 5A et 5B, qui représentent respectivement une coupe transversale et une coupe longitudinale d'une veine fluide 12 et d'un tube d'injection 505 de combustible gazeux présent au sein de celle-ci.

A la différence du système d'injection liquide décrit en relation avec les
30 figures 3A et 3B, les orifices d'injection 509 sont orientés

perpendiculairement à la direction moyenne de l'écoulement de l'air dans les veines fluides. La rapidité du mélange sera, dans ce mode de réalisation, d'autant plus efficace que le rapport entre les vitesses du combustible gazeux et de l'air sera élevé.

5

Sans sortir du cadre de l'invention, les modes de réalisation décrits en relation avec les figures 3A, 3B et 5A, 5B peuvent être associés pour permettre une alimentation et un mode de fonctionnement en bicarburation liquide-gaz de la chambre de combustion.

10 L'alimentation en combustible gazeux des tubes d'injection de combustible gazeux pourra être effectuée par une deuxième conduite de distribution de forme sensiblement annulaire sensiblement identique à celle représentée en relation avec la figure 1.

15 La figure 6 schématise une coupe transversale d'un corps cylindrique 600, identique à celui décrit en relation avec la figure 2 et associé à un dispositif d'injection permettant un fonctionnement en bicarburation liquide-gaz.

Cette bicarburation est réalisée par association dans un même dispositif de tubes d'injection de combustible liquide et de tube d'injection de combustible
20 gazeux tels que décrits précédemment en relation avec les figures 3A, 3B et 5A, 5B. Entre les aubes 6 du corps cylindrique creux, des tubes 5 sont dédiés à l'injection du combustible liquide et des tubes 505 permettent l'injection d'un combustible gazeux. Les tubes 505 sont placés dans les veines fluides en amont des tubes 5.

25 L'utilisation de deux rampes de distribution conduisant à des tubes d'injection distincts dans une chambre de combustion de turbine à gaz offre une souplesse importante en raison de la possibilité d'employer alternativement ou dans un même cycle un combustible gazeux ou un combustible liquide, sans modification du système d'alimentation en combustible et sans arrêt de
30 la turbine. De plus, le système d'injection reste compact et offre

avantageusement la possibilité de basculer de l'un vers l'autre en cas d'avarie d'une rampe (gaz ou liquide) ou de problème d'approvisionnement d'un combustible (gaz ou liquide).

- 5 Sans sortir du cadre de l'invention, il est possible d'utiliser, lors du fonctionnement du présent dispositif, l'un des deux tubes 5 ou 505 tels que précédemment décrits pour injecter soit de l'eau sous forme liquide soit de la vapeur d'eau dans la chambre de combustion. Cette procédure a pour avantage, conformément à l'art antérieur décrit précédemment, de diminuer
- 10 les émissions d'oxydes d'azote.

- Le présent dispositif et/ou la présente méthode, bien qu'il/elle y trouve une application évidente, n'est pas limitée au seul domaine des turbines à gaz mais pourra également être envisagée dans tout dispositif ou procédé de
- 15 combustion nécessitant l'introduction d'un combustible sous forme liquide et un mélange homogène entre ledit combustible liquide et l'air préalable à ladite combustion.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif d'injection d'un combustible liquide dans un flux d'air sous pression (7), notamment pour une chambre de combustion, comportant
5 un corps cylindrique creux (10) d'axe longitudinal (YY') délimitant un volume central (11) de forme sensiblement cylindrique, des veines (12) sensiblement radiales par rapport à l'axe longitudinal du corps (10) et disposées à la périphérie dudit corps pour le passage dudit flux, et des tubes d'injection du combustible (5), disposés à l'intérieur desdites veines
10 fluides et reliés à au moins une arrivée de combustible (3) par au moins un point d'alimentation (16), caractérisé en ce que lesdits tubes sont percés d'orifices (9) ouverts sur le volume central (11) dudit corps (10) et orientés sensiblement dans le sens de l'écoulement du flux dans les veines fluides (12).
15
2. Dispositif d'injection selon la revendication 1 dans lequel l'axe médian (XX') des veines (12) forme un angle (θ) compris entre 20° et 60° avec le rayon (R) du corps cylindrique (10).
- 20 3. Dispositif d'injection selon la revendication 1 ou 2 dans lequel les veines fluides (12) présentent une forme tridimensionnelle calculée pour minimiser les pertes de charge occasionnées lors de la traversée des veines fluides (12) par le flux d'air sous pression (7).
- 25 4. Dispositif d'injection selon l'une des revendications précédentes dans lequel les orifices (9) sont répartis linéairement dans la direction axiale des tubes (5) d'injection de combustible.
5. Dispositif d'injection selon l'une des revendications précédentes dans
30 lequel les tubes (5) d'injection de combustible présentent une section

interne variable en fonction de la distance au point d'alimentation en combustible (16) dudit tube.

- 5 6. Dispositif d'injection selon l'une des revendications précédentes comprenant en outre des tubes axiaux d'injection d'un combustible gazeux (505), lesdits tubes étant percés d'orifices ouverts sur ledit volume cylindrique central et orientés sensiblement perpendiculairement à la direction de l'écoulement du flux dans les veines fluides (12).
- 10 7. Dispositif d'injection selon la revendication 6 dans lequel les tubes d'injection de combustible gazeux (505) sont placés, par rapport au sens de déplacement du flux d'air sous pression dans les veines fluides (12), en amont des tubes d'arrivée de combustible liquide (5).
- 15 8. Procédé d'injection et de mélange d'un combustible liquide dans un flux d'air sous pression caractérisé en ce qu'on réalise les étapes suivantes :
- on amène de l'air sous pression dans un volume en amont d'au moins une zone de combustion,
 - on génère un mouvement tourbillonnant de l'air dans ledit volume

20 en faisant passer le flux d'air sous pression à travers une pluralité de passages (12) disposés à la périphérie dudit volume,

 - on injecte dans lesdits passages le combustible liquide sensiblement dans le sens d'écoulement du flux d'air sous pression.
- 25 9. Procédé d'injection selon la revendication 8 dans lequel on injecte de l'air dans ledit volume de telle façon que sa vitesse varie d'environ 10 m/s à environ 200 m/s.

10. Procédé d'injection selon l'une des revendications 8 ou 9 dans lequel on injecte, de manière substitutive, dans lesdits passages un combustible gazeux sensiblement perpendiculairement au sens d'écoulement du flux d'air sous pression.

5

11. Procédé d'injection selon l'une des revendications 8 à 10 dans lequel on injecte de l'eau sous forme liquide ou sous forme vapeur en substitution du combustible liquide ou du combustible gazeux

10 12. Application du dispositif d'injection selon l'une des revendications 1 à 7 et/ou du procédé d'injection selon l'une des revendications 8 à 11 à l'étage de combustion principal d'une turbine à gaz comprenant au moins un étage de combustion.

15 13. Application du dispositif d'injection selon l'une des revendications 1 à 7 et/ou du procédé d'injection selon l'une des revendications 8 à 11 à l'étage de combustion pilote d'une turbine à gaz comprenant plusieurs étages de combustion.

FIG.3A

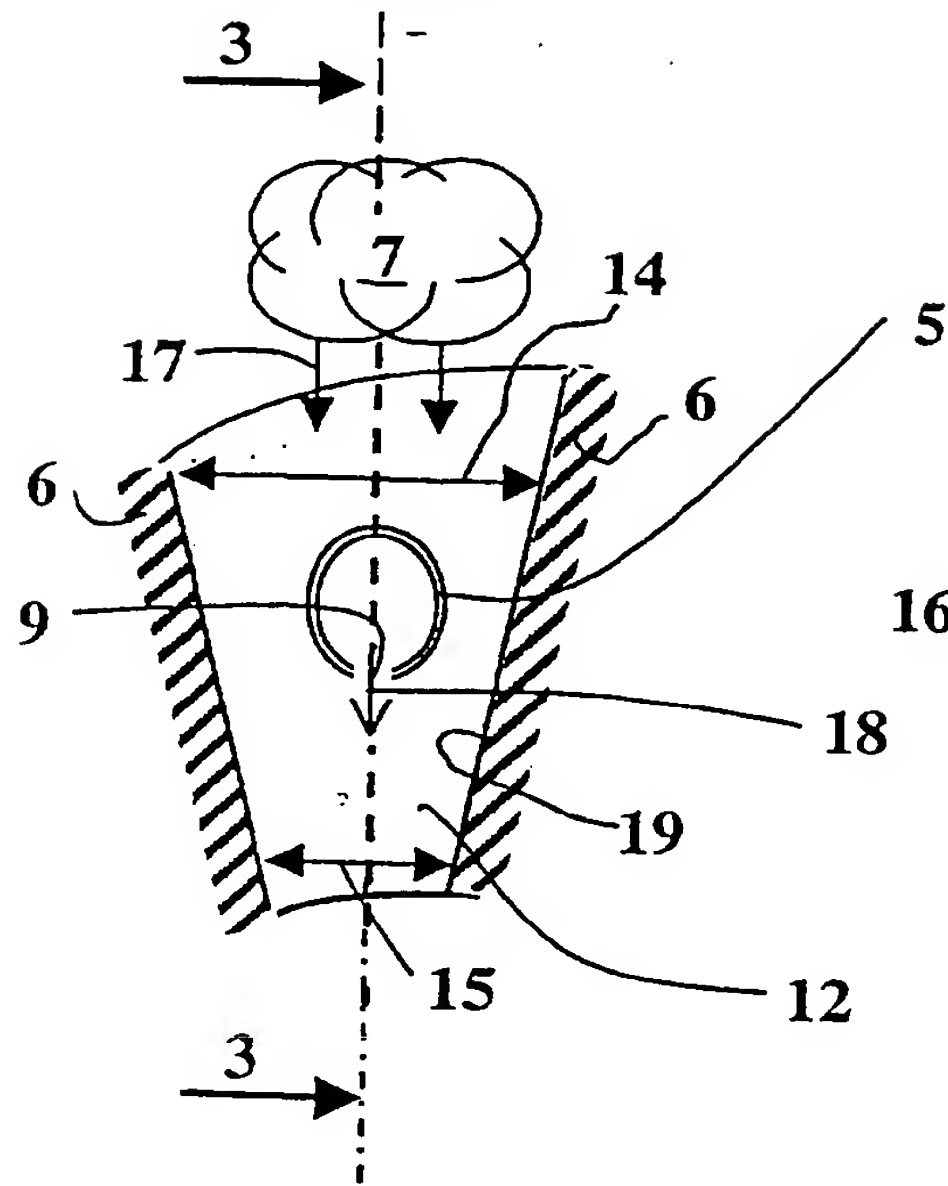


FIG.3B

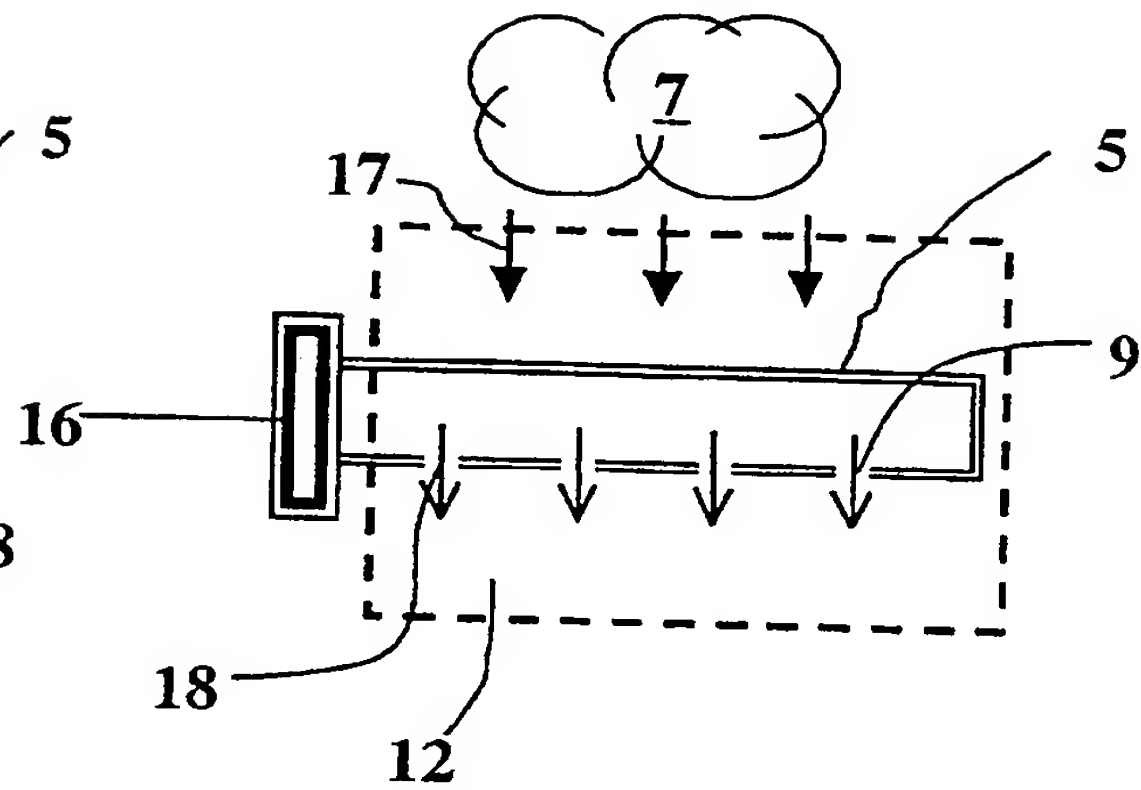


FIG.4

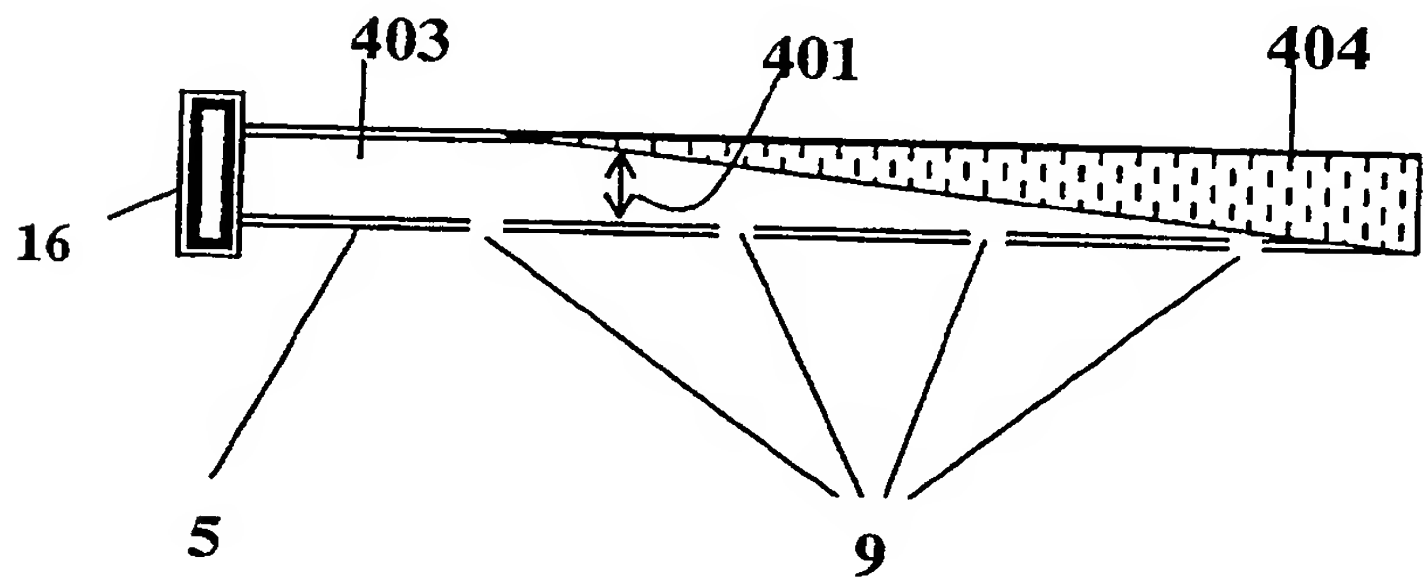


FIG.5A

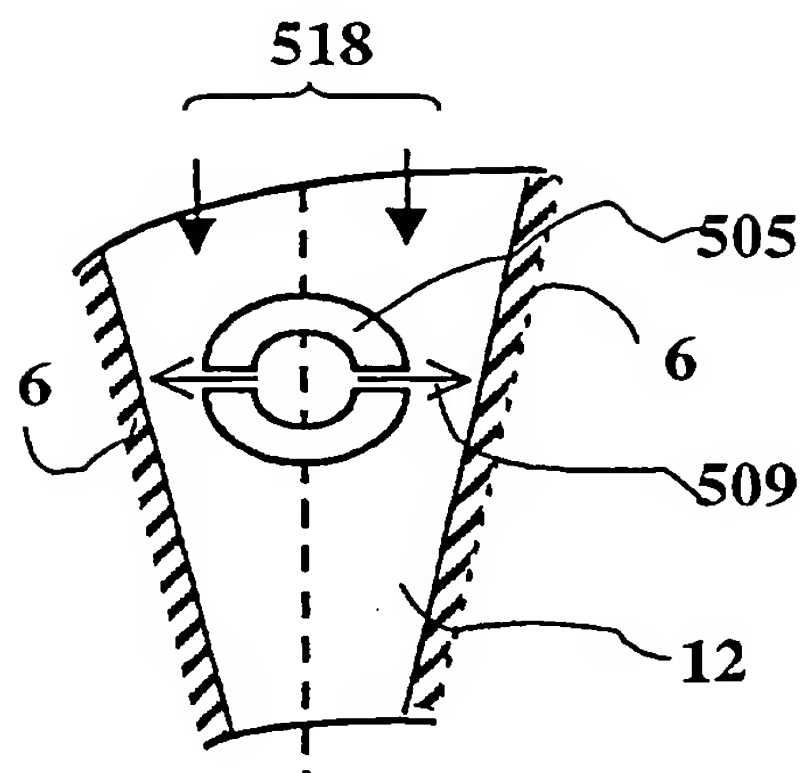


FIG.5B

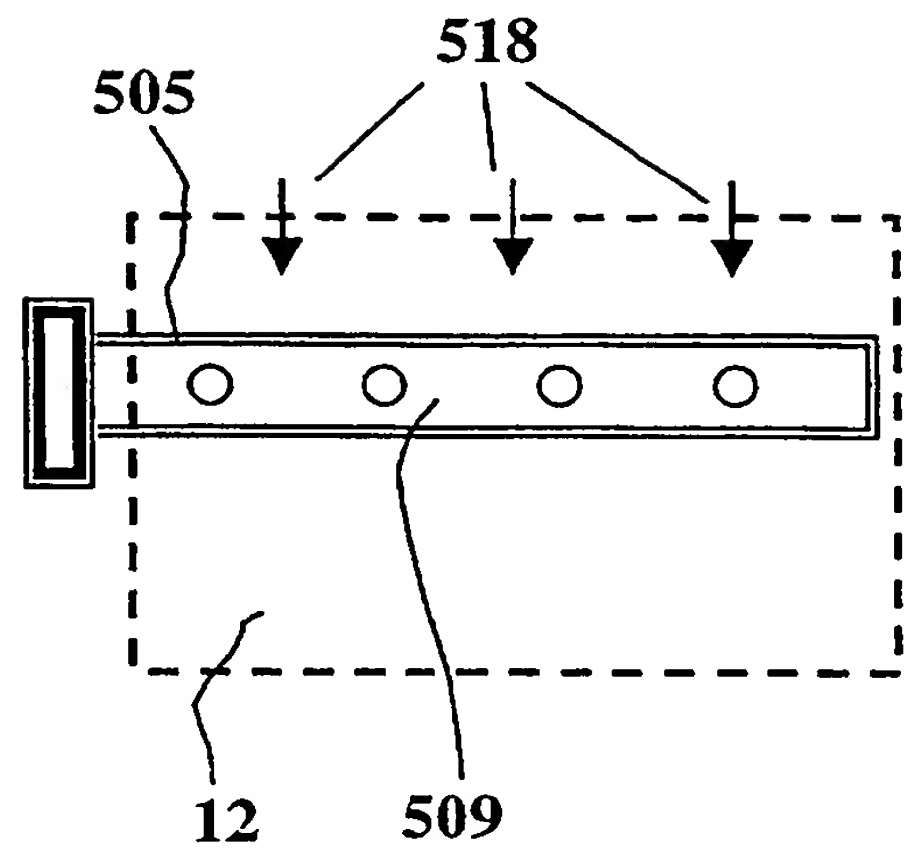
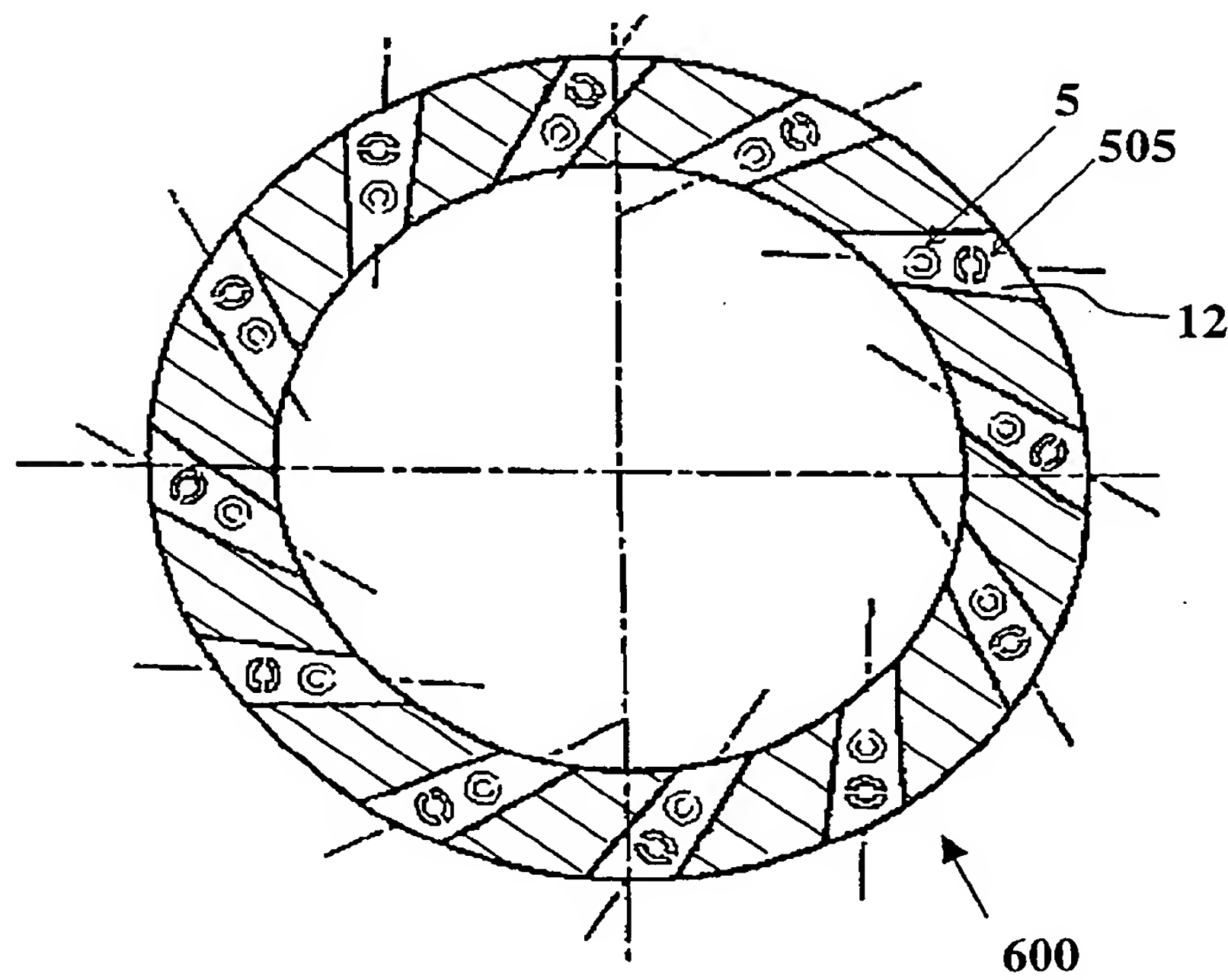


FIG.6



RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIREétabli sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

2824625

N° d'enregistrement
nationalFA 603256
FR 0106218

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 5 588 824 A (MCMILLAN ROBIN T D) 31 décembre 1996 (1996-12-31)	1,3,4,8, 10,12,13	F23R3/28 F23R3/32
Y	* colonne 2, ligne 38 - colonne 3, ligne 14 *	2	
A	* colonne 3, ligne 37 - ligne 43 * * colonne 4, ligne 11 - ligne 15; figure 2 *	6,9	
X	--- EP 0 762 057 A (MOTOREN TURBINEN UNION) 12 mars 1997 (1997-03-12) * colonne 1, ligne 45 - colonne 2, ligne 1 * * colonne 3, ligne 57 - colonne 4, ligne 30; revendication 1; figures 1,3,4 *	1,3,8, 12,13	
Y,D	--- US 6 094 916 A (SMITH DUANE A ET AL) 1 août 2000 (2000-08-01) * colonne 6, ligne 9 - ligne 18; figure 7 *	2	
A	--- WO 95 16881 A (ABB STAL AB ;ANDERSSON LEIF (SE)) 22 juin 1995 (1995-06-22) * figure 4 *	1,8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (Int.CL.7)
A	--- EP 0 981 019 A (ASEA BROWN BOVERI) 23 février 2000 (2000-02-23) * figure 1A * -----	1,8	F23R F23D F23L F23C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
23 janvier 2002		Coli, E	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS			
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons ----- & : membre de la même famille, document correspondant	

1
EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

2824625

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO.**

FR 0106218 FA 603256

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 23-01-2002

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5588824 A	31-12-1996	DE 4445279 A1 CN 1133419 A DE 59507901 D1 EP 0718550 A1 JP 8226620 A	20-06-1996 16-10-1996 06-04-2000 26-06-1996 03-09-1996
EP 0762057 A	12-03-1997	DE 19532264 A1 EP 0762057 A1	06-03-1997 12-03-1997
US 6094916 A	01-08-2000	EP 0747635 A2 JP 9119641 A	11-12-1996 06-05-1997
WO 9516881 A	22-06-1995	SE 9304194 A WO 9516881 A1	18-06-1995 22-06-1995
EP 0981019 A	23-02-2000	EP 0981019 A1	23-02-2000

EPO FORM P0465

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82